JMX-2010292NC

JEM ペイロードアコモデーションハンドブック

- Vol. 8 -

小型衛星放出インタフェース

(技術実証ミッション用)

初版　2011 年 3 月

宇宙航空研究開発機構
JEM 運用技術センター

改訂記録

符号	日付	改訂箇所	備考
初版	03/10/2011	-	初版制定
A			
B			
C			
D			

目次

1. 適用範囲 2
1.1. 概要 2
1.2. 範囲 2
1.3. 文書 2
1.3.1. 適用文書 2
1.3.2. 準拠文書 3
1.3.3. 参考文書 3
2. 衛星に対するインタフェース設計要求 4
2.1. 機械インタフェース要求 4
2.1.1. 座標定義 4
2.1.2. 寸法要求 4
2.1.3. レールに関する要求 5
2.1.4. エンベロープに関する要求 5
2.1.5. 質量特性に関する要求 8
2.1.6. 構造材料 8
2.1.7. セパレーションスプリング 8
2.1.8. アクセス窓 9
2.1.9. 強度要求 9
2.1.10. 剛性要求 9
2.2. 電気的インタフェース要求 11
2.2.1. ディプロイメントスイッチ 11
2.2.2. RBF(Remove Before Flight)ピン 11
2.2.3. ボンディング 11
2.3. 運用上の要求事項 12
2.4. 環境条件インタフェース要求 13
2.4.1. 振動、加速度環境 13
2.4.2. ISSにおける軌道上加速度 13
2.4.3. 圧力環境 13
2.4.4. 熱環境 13
2.4.5. 湿度環境 13
2.5. 外部汚染防止 13
3. 安全・開発保証要求 14
3.1. 安全・開発保証の共通要求 14
3.2. 安全評価解析の実施等 15
3.2.1. 安全評価解析の実施 15
3.2.2. 安全性設計のガイドライン 16
3.3. ISS Jettison Policy/スペースデブリ発生防止基準への適合性 17
4. 管理に対する要求等 18
4.1. 品質管理 18
4.2. 許認可申請 18
4.3. 適合性評価の実施 18

4.4. 設計・安全審査等 19
4.5. 工程管理 19
4.6. JAXAへの引き渡し準備 20
4.7. 提出文書 20
添付A 「きぼう」からの小型衛星放出ミッションの概要 21
添付B: CubeSat Design Specification, Rev.12 との対応表 25
添付C: 適合性評価マトリクス 30
添付D: 安全審査プロセス 32
添付E: 略語集 34

1. 適用範囲

1.1. 概要

本書は、JEM 搭載用小型衛星放出システム（以下、「放出システム」という。）を用いて「きぼう」から放出する小型衛星（以下、「衛星」という。）に対するインタフェース要求、安全・開発保証要求、および管理要求を規定するものである。衛星を開発する機関(以下、「衛星側」という。) は、開発する衛星の設計、製造及び試験の結果が、本文書に示す要求へ適合することを示すこと。尚、本ミッションの概要を添付 A に示す。

インタフェース要求は、CubeSat 規格（CubeSat Design Specification rev.12(2009 年 8 月 1 日発行)（カリフォルニア州立工科大学文書））をベースとして、一部固有の条件をもとに要求を修正、追加したものである。参考として、添付 B に、CubeSat 規格の適用範囲を示す。

なお、作業プロセス、役割分担については、「「きぼう」からの小型衛星放出実証ミッションに係る搭載小型衛星の募集【募集要項】」によること。

1.2. 範囲

本文書は、JAXA が提供する放出システムにより、「きぼう」から放出する衛星に対する要求を規定する。

但し、衛星設計の制約等により、軌道上船内で宇宙飛行士が衛星にアクセスし、衛星を起動することが避けられない場合、電磁干渉、ボンディング、保全性、接触温度の安全要求等を、別途課す必要がある。

1.3. 文書

1.3.1. 適用文書

以下の文書は、本文書で規定される範囲において、本文書の一部を構成する。また、特に指定のない場合、契約時の最新版を適用することとする。尚、本書と以下の文書に矛盾が生じた場合には本書が優先する。

(1)	JSX-2009032	ペイロード安全評価報告書作成要領
(2)	JSX-2008041	HTV Cargo Safety Review Process
(3)	JMR-006	コンフィギュレーション管理標準
(4)	JSX-2004011	SSP30231 に基づく FMEA/CIL 解析の解説とデータ作成ガイドライン
(5)	CR-99117	JAXA 宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書
(6)	CR-99218	JEM 材料選定リスト
(7)	MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)	MATERIALS SELECTION LIST FOR SPACE HARDWARE SYSTEMS
(8)	ISS PPD 1011	Multi-lateral ISS Jettison Policy
(9)	JMR-003	スペースデブリ発生防止基準

(10) ASTM-E595-84　Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from Outgassing in a Vacuum Environment
(11) MIL-A-86225　Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys

1.3.2. 準拠文書
本文書を作成するにあたり、準拠した文書を以下に示す。
(1) NASDA-ESPC-1681A　JEM ペイロード安全・開発保証要求書
(2) CubeSat Design Specification rev.12(2009 年 8 月 1 日発行)(カリフォルニア州立工科大学文書

1.3.3. 参考文書
適用なし

2. 衛星に対するインタフェース設計要求

2.1. 機械インタフェース要求

2.1.1. 座標定義

以下の座標系を定義する。

- 放出システム座標系:(Xs、Ys、Zs)
- 衛星機体座標系:(X、Y、Z)

(1) 放出システムに衛星が搭載された姿勢において、2 つの座標系は、図 2.1.1-1 に示すとおり、各軸とも同方向とする。

(2) ＋Z、＋Zs 方向を放出方向、-Z、-Zs を収納方向、＋Y、＋Ys 方向を放出システムの取り付け面方向とする。

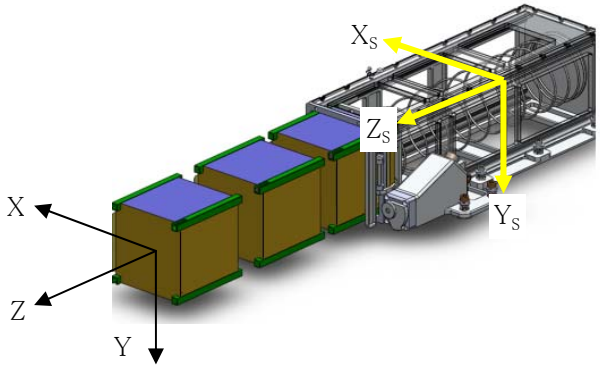


図 2.1.1-1 衛星搭載姿勢と座標系

2.1.2. 寸法要求

(1) 搭載可能な衛星サイズを表 2.1.2-1 に、寸法要求を図 2.1.2-1 に示す。

(2) 衛星は、縦横(X 及び Y 方向)ともに 100+/-0.1mm の幅とすること。

(3) 1U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、113.5+/-0.1mm とすること。

(4) 2U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、227.0+/-0.2mm とすること。

(5) 3U の場合、衛星の高さ(Z 方向)は、340.5+/-0.3mm とすること。

表 2.1.2-1 衛星寸法

		衛星構体寸法 ※1	レール寸法	参照図
10cm 級衛星	1U	X:100×Y:100×Z:113.5mm	8.5mm 角以上	図 2.1.2-1
	2U	X:100×Y:100×Z:227.0mm	8.5mm 角以上	
	3U	X:100×Y:100×Z:340.5mm	8.5mm 角以上	

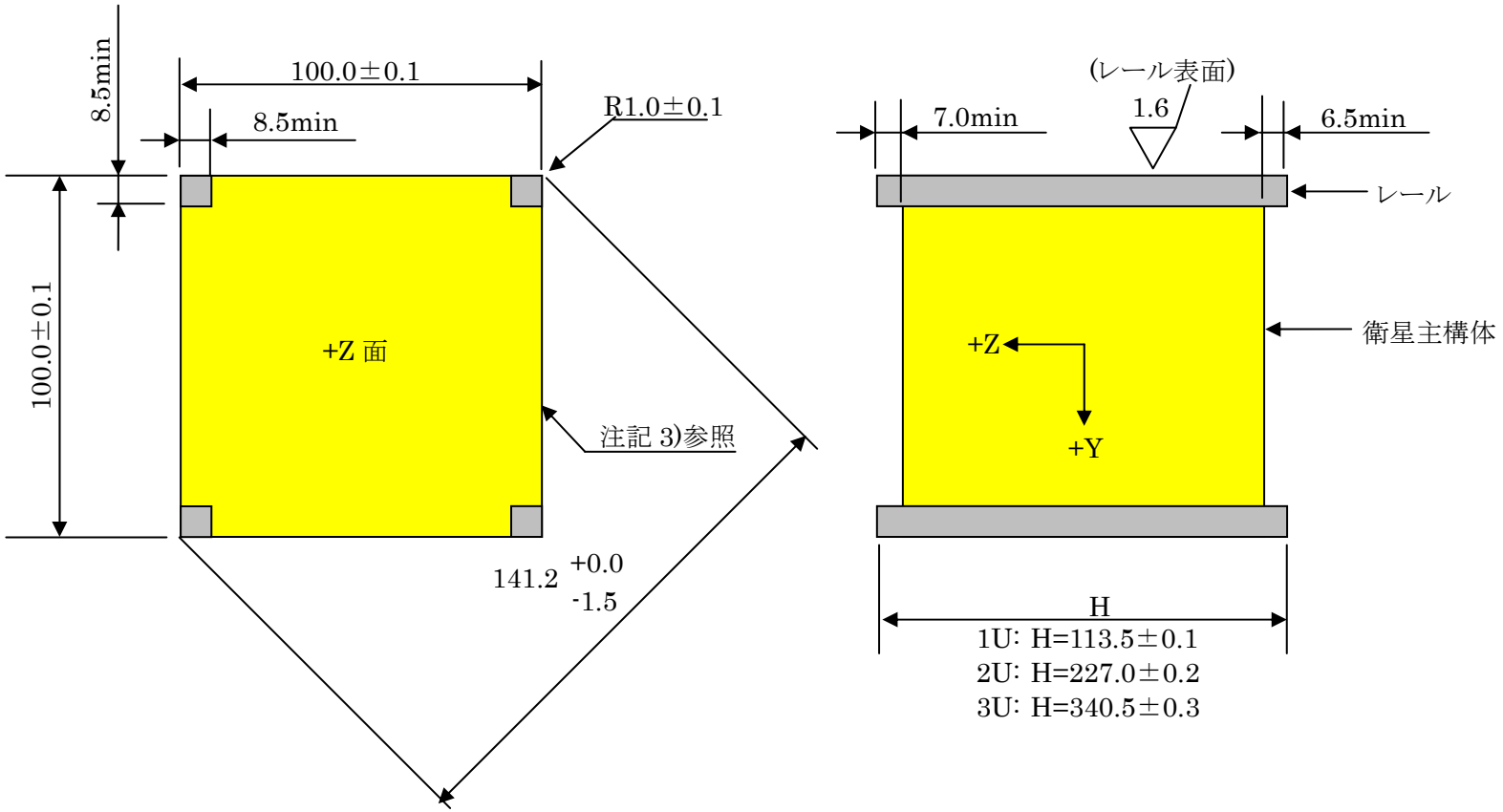
※1 レールを含むノミナル寸法

2.1.3. レールに関する要求

(1) 衛星の Z 軸に平行な四辺に、衛星搭載ケース内から滑り出るためのレール(4 式)を持つこと。
(2) レールに対する寸法要求は、2.1.2 項及び図 2.1.2-1 に示すとおりとする。
(3) レールは 8.5mm 以上の幅を持つこと。
(4) レールの表面は荒さ 1.6μm 以下とすること。
(5) レールのエッジは R1(ノミナル)で丸めること。
(6) レールの+Z 面端面は、各々6.5mm×6.5mm 以上の平面を有すること。
(7) 各レールの±Z 面端を除く側面について、衛星搭載ケースのガイドレールと少なくも 75%以上、上述の規定に基づく接触面をもつこと。残り 25%のレール側面は、レール面より下がった位置にあってもよい。(すなわち、レールの接触面として、1U の場合 85.1mm 以上、2U の場合 170.3mm 以上、3U の場合 255.4mm 以上を有すること。)

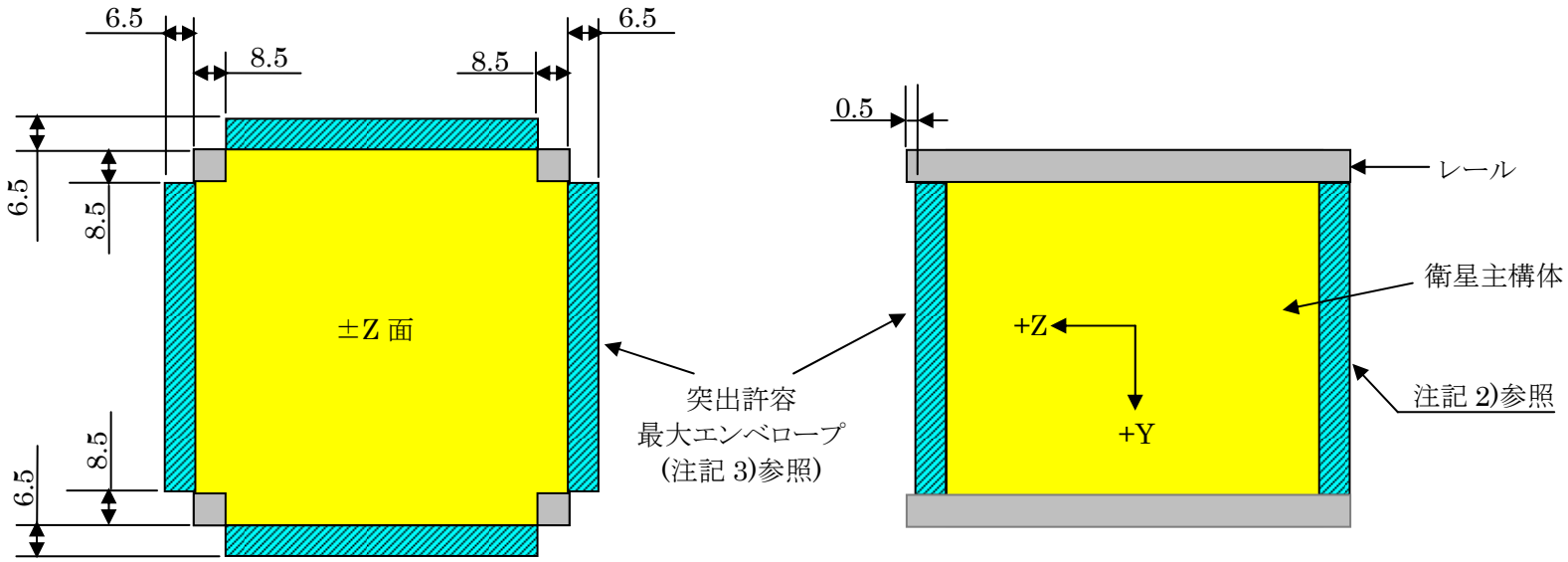
2.1.4. エンベロープに関する要求

(1) 衛星に対する許容エンベロープを図 2.1.4-1 に示す。
(2) 衛星主構体の+Z 面は、レール(4 本)の+Z 端面より 7.0mm 以上下がった位置にあること。また、この面における衛星の如何なる突起部もレールの端面より 0.5mm 以上下がった位置にあること。
(3) 衛星主構体の-Z 面は、レール(4 本)の-Z 端面より 6.5mm 以上下がった位置にあること。また、この面における衛星の如何なる突起部もレールの端面より下がった位置にあること。
(4) 衛星主構体の±X 面および±Y 面は、レールの側面(2 本)を超えないこと。 また、この面における衛星の如何なる突起部(2.2.2 項に示す RFB ピンを含む)もレール側面から 6.5mm を超えないこと。
(5) 衛星は、RBF ピンを装備した状態で、衛星搭載ケースに収納できること。 また、衛星のレール以外は収納ケース内壁に接触しないこと。
(6) 衛星の展開構造は、ケース搭載時には、自らの機構で収納状態に保持されること。すなわち衛星搭載ケース側の構造を拘束に使用しないこと。



【注記】
1) 単位は mm
2) 表面処理後の寸法要求
3) ±X、±Y 面の構体表面はレール側面より内側にあること。

図 2.1.2-1 放出衛星寸法インタフェース要求



【注記】
1) 単位は mm
2) レール-Z 端面より内側にあること。
3) いかなる突出もこの領域内に収まること

図 2.1.4-1 衛星に対する許容エンベロープ

2.1.5. 質量特性に関する要求

(1) 衛星質量は、1U あたり 1.33kg 以下であること。

(2) ケースに収納された形態(展開構造がある場合は、それが収納された状態)における衛星の弾道係数が 100kg/m²以下[1]であること。

(3) 衛星の重心は、2.1.2 項に規定される 4 本のレールで構成される直方体の幾何中心を中心とする半径 20mm の球体内に位置すること。

2.1.6. 構造材料

(1) 衛星構体及びレールの材料はアルミ合金(7075 または 6061)を用いること。

(2) 衛星構体四辺のレールには、衛星搭載ケースと接触する側面並びに±Z の端面に、機械加工後、ハードアノダイズ処理を施工すること。機械加工の仕上げは、Ra1.6μm とし、ハードアノダイズ処理は、適用文書 1.3.1 項(11)、MIL-A-86225「Anodic Coatings for Aluminum and Aluminum Alloys」、Type3 とし、膜圧は 10μm 以上とすること。

2.1.7. セパレーションスプリング

(1) 1U 及び 2U の衛星は、セパレーションスプリングとして、スプリングプランジャ(McMaster Carr P/N 84985A76 又は同等品(図 2.1.7-1 参照))を、図 2.1.7-2 に示す-Z 面の 2 つのレールの端面に装備すること。

(2) セパレーションスプリングは、圧縮状態でレール端面から突出しないこと。

(3) セパレーションスプリングは、伸展状態でレール端面から 1.27mm(0.05inch)以上出ること。

(4) 3U サイズの衛星はセパレーションスプリングを実装する必要はない。

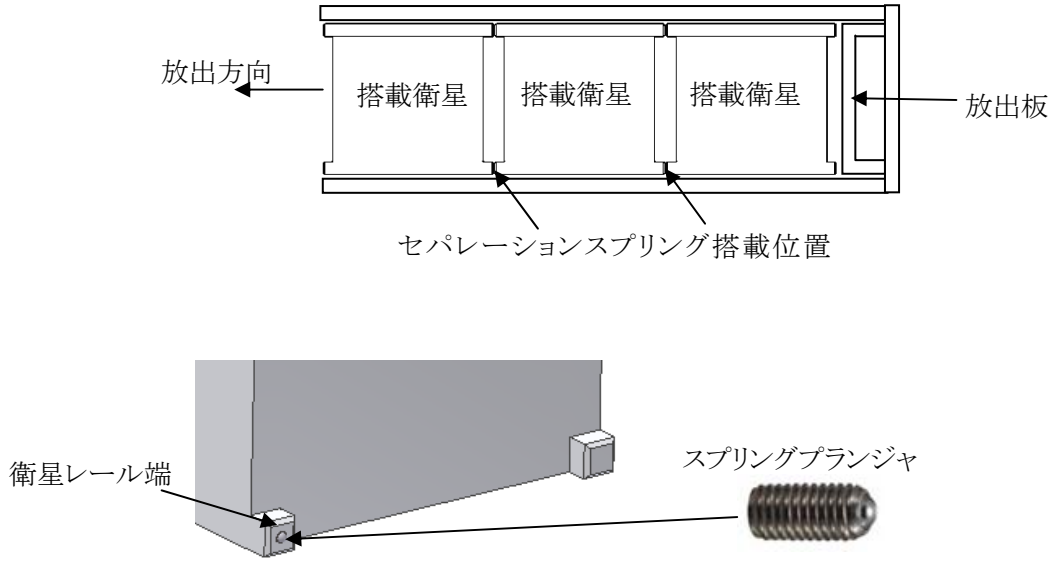


図 2.1.7-1 複数衛星放出のイメージ及びスプリングプランジャ取り付け位置

[1] 個々の衛星の質量は、実質的には弾道係数によって制約を受けるため、弾道係数による規定とする。

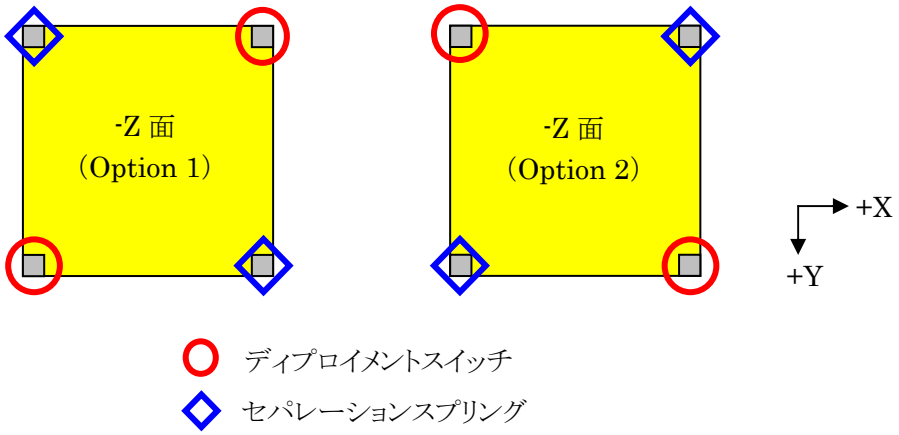


図 2.1.7-2　セパレーションスプリング/ディプロイメントスイッチ搭載位置

2.1.8.　アクセス窓

(1)　衛星搭載ケースへの収納後、外部から衛星へのアクセスは-Ys 面及び+Xs 面から可能である。アクセス可能なエリアを図 2.1.8-1 に示す

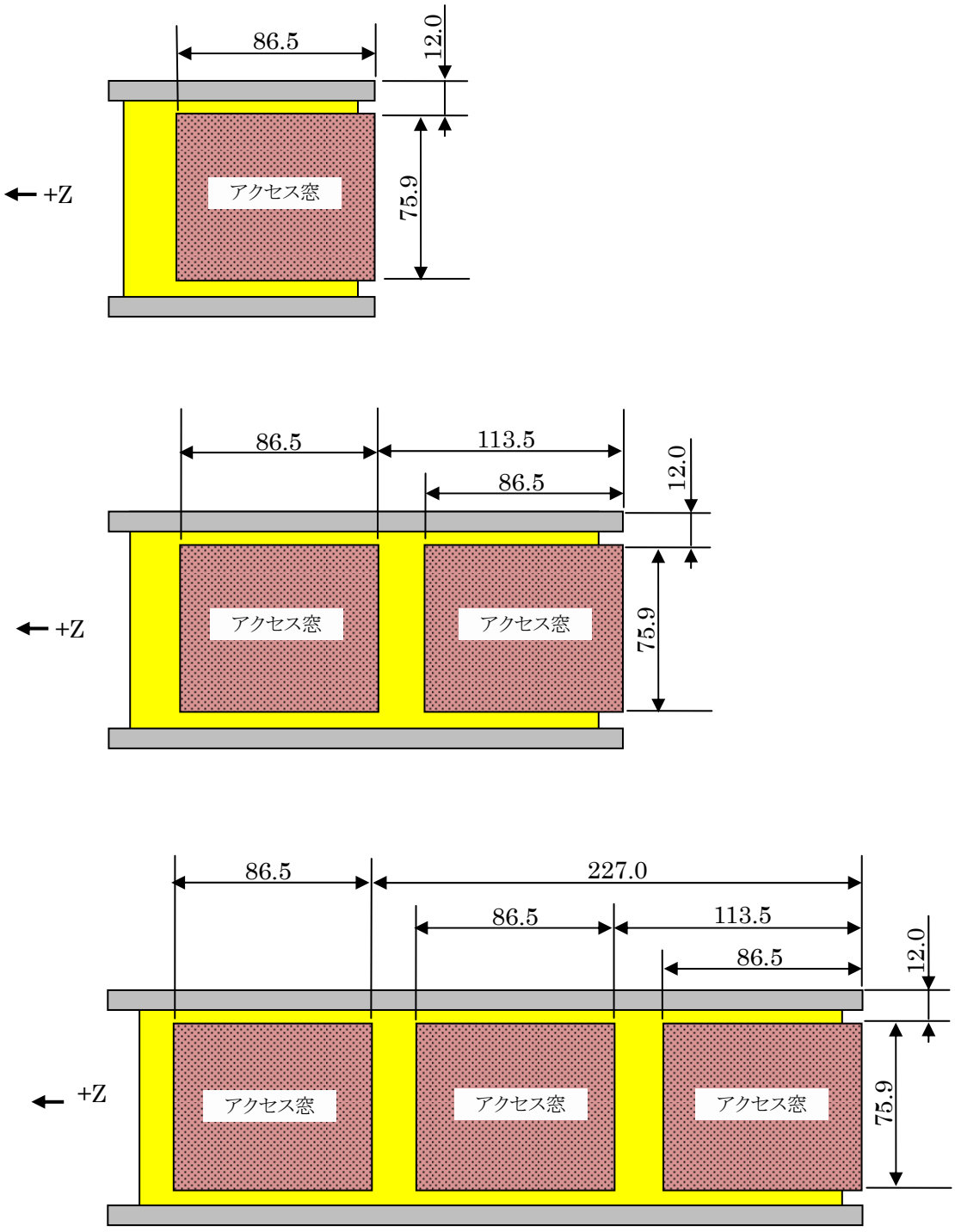
(2)　衛星は、ここからアクセス可能な範囲に、RBF ピン(2.2.2 項参照)および衛星へのアクセス対象(軌道上チェックアウトなどが必要な場合)を配置すること。

2.1.9.　強度要求

(1)　衛星は、地上での取り扱い、試験、運搬、打ち上げ、運用等、全ての環境において破損や永久変形することなく、材料の許容応力に対して安全余裕（MS）が正となること。

2.1.10. 剛性要求

要求しない。



【注記】
1)　単位は mm

図 2.1.8-1　-Ys(-Y)/+Xs(+X)面のアクセス窓位置（ノミナル位置）

2.2. 電気的インタフェース要求

2.2.1. ディプロイメントスイッチ

(1) 衛星は、衛星搭載ケースへの収納状態での動作を防止するため、ディプロイメントスイッチを2つのレール端面(-Z面)に設けること。搭載位置は、図2.1.7-2に示す。

(2) いずれかのディプロイメントスイッチがレール端面まで押下された状態では、衛星非稼働状態になること。

(3) 必要な場合、衛星のバッテリへの充電はディプロイメントスイッチが押下された状態で可能であること。

2.2.2. RBF(Remove Before Flight)ピン

(1) 衛星は、衛星搭載ケースへの収納後に、外部から搭載衛星にアクセス可能なアクセス窓領域(2.1.8項参照)に、RBFピンを有すること。

(2) RBFピン装着時、衛星内の電源は遮断されること。

(3) RBFピンは装着状態で、2.1.4項に示すエンベロープ内にあること。

2.2.3. ボンディング

(1) 衛星搭載ケース収納後に地上での取り扱いが必要になった場合に備え、衛星は2.1.8項に示すアクセス窓側にボンディングポイントを有すること。

2.3. 運用上の要求事項

(1) 衛星搭載ケースへの収納後、放出迄には最大 1 年を想定すること。
(2) 衛星は、原則、地上での衛星搭載ケースへの収納後、起動、保全等は計画しないこと。
(3) 衛星の「きぼう」への打ち上げ及び「きぼう」からの放出は、コールドロンチとする。衛星搭載ケースへの収納から放出までの間、衛星は非稼働状態であること。
(4) アンテナなどの展開機構は、衛星の放出から 30 分経過するまで動作させないこと。
(5) RF 放射は、衛星の放出から 30 分経過するまで動作させないこと。
(6) ISS における RF 周波数使用認定
　衛星に備えられる無線装置が特定の周波数帯の電波を用いて送受信する際に、当該電波が他の電気システムとの間で相互に影響を及ぼさないことを保障するため、NASA に対し当該電波を使用することの承認必要がある。申請は、別途、JAXA 経由で実施するため、必要な情報を JAXA に提示すること。
(7) 衛星の構成部品等は、打ち上げ、放出及び運用中を通して、分離しないこと。また、軌道上での爆発・破砕を起こさないこと。
(8) 大気圏突入までの軌道周回寿命が 25 年以下であること。

2.4. 環境条件インタフェース要求

衛星の設計・検証の環境条件として、以下の項を適用すること。

2.4.1. 振動、加速度環境

(1) 打ち上げ時

(a) 準静的加速度: 任意の方向に対し、81.8 m/sec^2

(参考)搭載ラック重心廻りの加速度条件

	X (m/sec^2)	Y (m/sec^2)	Z (m/sec^2)	Rx (rad/sec^2)	Ry (rad/sec^2)	Rz (rad/sec^2)
加速度	±49.8	±21.1	±22.9	±13.5	±8.5	±11.5

X:ロケット機軸方向、Y:ロケット半径方向、Z:ロケット周方向

(b) ランダム振動荷重: 表 2.4.1-1 に示す

表 2.4.1-1 打ち上げ時のランダム振動環境

Frequency	PSD	
(Hz)	(G2/Hz)	dB/oct
20	0.005	
50	0.02	4.6
120	0.031	1.5
230	0.031	0.0
1000	0.0045	-4.0
2000	0.0013	-4.5
Composite	4.0Grms	

2.4.2. ISS における軌道上加速度

(a) 軌道上静加速度: 2.0m/sec^2

(b) ロボットアーム運搬中の緊急停止加速度: 0.69m/sec^2

2.4.3. 圧力環境

(a) 圧力: 0～104.8 [kPa]

(b) エアロック内圧力変化率: 1.0 [kPa/sec]

2.4.4. 熱環境

打ち上げ時及び軌道上での環境温度: -15～60℃

2.4.5. 湿度環境

打上げ時及び軌道上での湿度環境: 露点 4.4～15.6℃、湿度 25～75%

2.5. 外部汚染防止

衛星の外部環境汚染インタフェースは、ASTM-E595-84 の試験法による TML、VCM が以下の要求に適合すること。

- TML (Total Mass Loss) ≦ 1.0%
- VCM (Volatile Condensable Material) ≦ 0.1%

3. 安全・開発保証要求

本章は、1.3.2 項準拠文書(1)に示す NASDA-ESPC-1681A「JEM ペイロード安全・開発保証要求書」における安全開発保証要求のうち、本書を適用する衛星の開発に関し、最低限必要となる要求事項を抜粋したものである。

3.1. 安全・開発保証の共通要求

(1) システム安全の意義

システム安全とは、設計から運用までのフェーズについて、安全の観点での評価項目を明確にし、それを評価することにより、リスクを最小にするための適切な手段が講じられることを保証することである。

このため、システム安全においては、主として次の項目を実施する。

(a) 安全解析を実施し、全てのフェーズにおけるハードウェア、ソフトウェア及びそれらの運用に係るハザードを識別すること。

(b) 識別されたハザードを除去又は制御して、適切な設計が確実に進展され、技術文書化され、実施されることを保証すること。

(c) 除去できないハザード/リスクの識別を含めた統合安全リスク評価を行い、裏付けデータと理由を付してプロジェクトの責任者及び JAXA にハザード/リスクの残存を認識させ、その受領の決定を推奨する材料を提供すること。

(2) 使用する材料及び工程に関する一般要求

JEM 等に使用する材料は、次に示す運用上の要求、材料の技術的特性の各項、MSDS（化学物質等安全データシート）の情報を十分考慮して選定しなければならない。また、ハードウェア使用中の劣化に影響を及ぼす条件については、特別の考慮を払わなければならない。

(a) 運用上の要求

①運用温度限界、②負荷、③汚染、④寿命、⑤自然環境、⑥誘導環境、⑦その他

(b) 材料の技術的特性

①機械的特性、②破壊靭性、③可燃性特性、④オフガス特性、⑤腐食、⑥電食、⑦応力腐食、⑧熱疲労特性、⑨機械的疲労特性、⑩真空中のアウトガス、⑪流体適合性、⑫擦過、⑬かじり、⑭その他

(3) JAXA の代理者

JAXA が JAXA の安全・開発保証活動を十分に、かつ効率的に実施するため、第三者を使用する場合、衛星側は、この第三者を JAXA の代理者として受け入れること。

(4) デビエーション・ウェーバ

衛星側は、設計、製作及び試験の期間において、本文書の要求事項に対して不適合な衛星を製作する場合、1.3.1 項適用文書(3)、JMR-006「コンフィギュレーション管理標準」に従って、JAXA へのデビエーション又はウェーバに係る申請を行い、承認を受けること。

3.2. 安全評価解析の実施等

3.2.1. 安全評価解析の実施

(1) 安全評価解析

衛星側は、HTV 搭載を前提とした安全評価報告書(Safety Analysis Report)を作成すること。また、打ち上げ機確定後、追加で評価が必要な場合には、適宜改訂して対応すること。

射場安全・輸送機安全評価として、1.3.1 項適用文書(2)、JSX-2008041「HTV Cargo Safety Review Process」に基づく Check List(英文)を作成し、審査を受けること。

また、軌道上運用の安全評価として、1.3.1 項適用文書(1)、JSX-2009032「ペイロード安全評価報告書作成要領」に基づき安全評価報告書(英文)を作成し、JAXAの審査を受けること。

(2) 故障モード及び影響解析(FMEA)

衛星側は、初期設計段階において、フライトハードウェアに対して起こり得る故障モードとそれが安全に及ぼす影響度を決定するため、1.3.1 項適用文書(4)、JSX-2004011「SSP30231 に基づく FMEA/CIL 解析の解説とデータ作成ガイドライン」の 6.2 項を参考に、故障モード及び影響解析(FMEA)を実施すること。

(3) 材料識別及び使用リスト(MIUL)

衛星側は、契約のハードウェアの設計に使用される全ての材料及び工程について、1.3.1 項適用文書(5)、CR-99117「JAXA宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の 3.1.4 項に基づきリスト化し、JAXA に提出し、承認を受けること。

ISS プログラムに使用する民生品及び EEE 部品(電気コネクタの露出表面、電線、ケーブル及びプリント基板)は MIUL に記載しなければならない。

材料コード及びレーティングを得るためには、1.3.1 項適用文書(6)及び(7)に示す CR-99218「JEM 材料選定リスト」、MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)「MATERIALS SELECTION LIST FOR SPACE HARDWARE SYSTEMS」、又はMAPTIS[2]のいずれかに登録されているものの中から適切なものを選択して使用しなければならない。

CR-99218、MSFC-HDBK-527F(JSC-0904F)又は MAPTIS において、「A」に該当しない材料(オフガスについては、「H」、「K」、Stress Clacking Corrosion については、「N」も許容する。)を使用する場合には、次項(4)に示す MUA を提出しなければならない。

但し、組み立て品レベルにおいて材料及び工程の安全が確認されている場合、その組み立て品レベルで記述できるものとする。

また、既存の材料コード及びレーティングが適用できない場合、JAXA に材料のサンプルと別途指定する試験依頼書を提出すれば、JAXA 側で可燃性、オフガス評価試験を実施することが可能である。

(4) 材料使用合意書(MUA)

衛星側は、1.3.1 項適用文書(5)、CR-99117「JAXA 宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の要求に合致しない材料あるいは工程を使用する場合は、同文書の 3.1.2 項に基づき MUA を作成し、JAXA の承認を受けること。

[2] MAPTIS Materials and Processes Technical Information System
http://maptis.nasa.gov/home.aspx

(5) 揮発性有機化合物使用合意書(VUA)

衛星側は、与圧モジュール内で、1.3.1 項適用文書(5)、CR-99117「JAXA 宇宙ステーションプログラム材料及び工程要求書」の要求に合致しない揮発性有機化合物を使用する場合、同文書の 3.1.7 項に基づき、VUA を作成し、JAXA の承認を受けること。

3.2.2. 安全性設計のガイドライン

本章では有人システム特有の安全性要求に対する設計のガイドラインを示す。

(1) クルー作業安全

シャープエッジ/ホール:

軌道上船内でクルーがアクセスする可能性がある衛星の外表面は、クルーの損傷を防ぐためエッジやコーナーに 0.7mm 以上で丸み又は面取りを施すこと。

また、衛星のカバーの無い丸穴や長穴は, その直径が 10mm 以下, または 25mm 以上であること。

(2) 可燃性/オフガス

3.2.1 項(3)～(5)による。

(3) バッテリの使用

バッテリの使用に当たっては、JSC Form 1230 “FLIGHT PAYLOAD STANDARDIZED HAZARD CONTROL REPORT”の 9. Battery Failure に従うこと。尚、同 form による評価を完了するためには事前に EP Form-03 を提出し審査(NASA 審査)を受ける必要がある。

(本項の要求は、1.3.1 項適用文書(1)、JSX-2009032「ペイロード安全評価報告書作成要領参照」による)

(4) ガラス等の飛散防止

振動試験後の検査で問題ないこと。また、クルーの不慮の接触等により破砕する可能性がある場合、飛散しないよう封じ込めなどの処置がとられること。

(5) 展開構造

展開構造をもつ場合、不意の展開ハザードを考慮した安全設計を行うこと。特に、衛星搭載ケース内で不意の展開は、搭乗員や放出性能に影響を及ぼすため、不意の展開に対して 2FT 相当の安全制御を有すること。

(6) 火工品

火工品を有しないこと。

(7) 圧力システム

圧力システムを有する衛星は、その最大設計圧力等の条件により、個別の構造設計・検証、フラクチャクリティカルアイテムとしての識別、管理が必要となる。

3.3. ISS Jettison Policy/スペースデブリ発生防止基準への適合性

1.3.1 項適用文書(8)、ISS Jettison Policy（PPD 1101）及び同(9)、スペースデブリ発生防止基準に対する適合性評価を行うため、以下の情報を JAXA に提示すること。

表 3.1.3-1 評価項目とデータ提示要求

	JAXA による評価項目	出典(*1)	データ提示要求
(1)	傷害予測数が 1/10000 以下であること。	(A) 3.1.1	衛星を構成する部材形状、材料、質量等。
(2)	Space Surveillance Network(SSN)で追跡可能であること。	(A) 3.1.2	最小飛行断面積 （光学的・電磁的に視認可能な任意の飛行断面積が 100cm²以上(*2)であること）
(3)	衛星の構成部品等は、打ち上げ、放出及び運用中を通して、分離しないこと。また、軌道上での爆発・破砕を起こさないこと。放出後の衛星の破砕リスクを最小化すること。または無害化すること。	(A) 3.1.3 (B)	衛星の安全審査で評価 （構造、圧力システム等）
(4)	放出後の ISS への衝突を防ぐため、放出精度は、30°以下であること。	(A) 3.1.4a	外形寸法の検査記録
(5)	1 周回後に ISS を中心とする半径 200m の球体外側にあること。 小型衛星放出後 3 周回以降で、放出衛星が ISS から高度 5km 以内にある場合は、放出衛星と ISS が 1 周前の再接近距離の 50%未満までに近づかないこと。	(A) 3.1.4b,c	衛星の弾道係数 （100kg/m²以下(*3)であること）
(6)	放出速度は、運用制約等の範囲の中でできるだけ最大とすること。 （5cm/sec 以上）	(A) 3.1.4d	衛星質量 （放出バネ剛性との釣り合いによる初速度評価のため）
(7)	大気圏突入までの軌道周回寿命が 25 年以下であること。	(B)	衛星の弾道係数

(*1) A: ISS Jettison Policy, (B) スペースデブリ発生防止基準

(*2) SSNでは直径 10cm以上の物体をトラッキングしている。衛星サイズの最小要求が 10cm級衛星であることから、100cm²を要求として設定した。
（参考：http://www.au.af.mil/au/awc/awcgate/usspc-fs/space.htm）

(*3) ISSとの相対位置評価は、放出の際の大気状態、太陽活動にも影響を受けるが、短期間でのワーストケースの評価として、衛星の弾道係数がISSと同じ弾道係数であると仮定して評価することにより、これらの大気・太陽活動の影響を無視できる。ISSの弾道係数の最小値として 100kg/m²を使用してよいことがNASAとの調整で確認されているため、衛星の弾道係数要求を 100kg/m²以下と設定した。尚、本要求の適合性は、初速度にも依存するが、ISS及び放出衛星の弾道係数を共に 100kg/m²と仮定した場合、ISS進行方向の反対方向に 2cm/sec以上の初速度を持つことにより本要求を満足できるため、項目(6)との組み合わせにより評価を行う。

4. 管理に対する要求等

4.1. 品質管理

衛星（衛星側準備品含む）の品質管理は、衛星側が行うこと。

4.2. 許認可申請

官辺手続き、免許取得、許認可手続き等は衛星側にて実施すること。

(1) 無線通信規則に規定する国際周波数調整手続き

無線通信規則に規定される国際周波数調整に必要な資料の総務省への提出及びその調整作業を実施する。

(2) 無線局免許手続き

無線局免許を取得するために、必要な申請資料の総務省への提出及びその調整作業を実施する。

(3) 宇宙物体登録手続き

(4) その他、必要な官辺手続き

4.3. 適合性評価の実施

本文書の２項及び３項に示す技術要求に対する適合性評価は、解析、類似性、検査又は試験により行う。適合性評価マトリクスを添付 C に示す。

(1) 解析

保証された または 信頼性が評価された数学モデル(含む 計算機シミュレーションソフトウェア)、広く学術的に認知されている論理則等の手法、ツールを用いた計算によって、設計内容や製品が、その要求条項を満足していることを確認・評価する検証方法。

この方法は、試験、検査によって検証することが困難で、かつ解析・計算によって要求条項を立証することが可能な場合に用いる。

(2) 類似性

既存で実績のあるシステム・製品との比較により、認定要求、設計内容の実現性を確認評価する検証方法。

(3) 検査

特別な試験装置、手順、試験補助具や試験支援を用いることなく、製品の物理的特性が、その要求に適合していることを確認・評価する検証方法。

この検査の標準的な方法として、物理的条件・規格等が設定された文書や図面に基づいて、製品の完成状況(できばえ)を視認 および 審査器具で計測する。

(4) 試験

実機ハードウェアを用いて、機能的、耐環境的な要求に適合していることを計測データにより検証する検証方法。

4.4. 設計・安全審査等

衛星側は、衛星の設計、製造、試験及びフライト結果等について、以下の審査会、報告会に対応すること。

(1) 安全審査

JAXA は、衛星の基本設計（Phase0/1）、詳細設計（Phase2）、受入試験フェーズ（Phas3）において、安全上の問題がないことを確認するための安全審査を実施する。

衛星側は、本文書の 4.7 項に基づく、審査資料及び必要な設計・解析文書を提出し、審査を受審すること。

(2) 適合性確認審査

JAXA は、衛星側から JAXA への衛星引き渡し前に、本文書の要求に対する適合性を確認するため、適合性確認審査を実施する。

本文書への適合性を示すため、必要な衛星の適合性確認試験を実施するとともに、衛星側は、審査資料及び必要な設計・解析・試験結果の文書を提出し、審査を受審すること。

(3) 衛星搭載前確認

JAXA は、衛星の搭載前に上記(1)及び(2)の審査で設定されたアクションアイテムが全て完了していることを確認するための衛星搭載前確認を実施する。

衛星側は、上記(1)及び(2)のアクションアイテムが全てクローズし、必要な文書処置が完了していることを示すこと。

(4) 成果報告

衛星側は、運用終了後 3 ヵ月までに、衛星運用結果の報告を行うこと。報告には、JAXA との技術調整作業に関すること、獲得できた技術・成果及び今後の計画を含むこと。

4.5. 工程管理

衛星側は、搭載候補として選定された時点で速やかに工程表を JAXA に提出し、適切な進捗管理を行い、適宜、JAXA に進捗報告を行うこと。

工程表には、上記 4.4 項の審査会等のマイルストーンを含めること。

4.6. JAXA への引き渡し準備

(1) 出荷にあたっては、輸送中の環境保持、安全性、輸送性等を十分に考慮するとともに、輸送後の作業の容易性を十分考慮すること。

(2) 各々の梱包は少なくとも以下の情報を、表示ラベル等により表示すること。表示内容は、読みやすく、耐久性があり、開梱等により容易に破れてしまうことのないようにすること。

(a) 品名
(b) 部品番号
(c) 一連番号
(d) 製造業者名

(3) コネクタには、必要に応じ、導電性または非帯電性のダストキャップを取り付けるなど、必要な静電気保護対策を施すこと。

(4) JAXA への引き渡しにあたって、地上での取り扱いに係る取扱説明書を提出すること。

4.7. 提出文書

衛星側は、表 4.7-1 に示す文書を JAXA に提出すること。

表 4.7-1 提出文書

	提出文書	提出時期	備考
1	工程表	選定後 2 週間以内	4.5 項参照
2	安全評価報告書	審査会 2 週間前	3.2.1 項(1)、 4.4 項(1)参照
3	適合性確認審査資料	審査会 2 週間前	4.4 項(2)参照
4	衛星搭載前確認資料	確認会実施時	4.4 項(3)参照
5	成果報告書	運用終了後 3 ヵ月以内	4.4 項(4)参照
6	故障モード及び影響解析書(FMEA)	審査会資料提出時	3.2.1 項(2)参照
7	材料識別・使用リスト(MIUL)	審査会資料提出時	3.2.1 項(3)参照
8	材料使用合意書(MUA)	必要に応じ適宜	3.2.1 項(4)参照
9	揮発性有機化合物使用合意書(VUA)	必要に応じ適宜	3.2.1 項(5)参照
10	取扱説明書	別途調整	4.6 項(4)参照
11	デビエーション・ウェーバ	事由発生時	3.1 項(4)参照

添付A 「きぼう」からの小型衛星放出ミッションの概要

A.1 概要

「きぼう」からの小型衛星放出は、「きぼう」のエアロックとロボットアームの組み合わせにより、遠隔操作で行う。 小型衛星を与圧カーゴとして打ち上げ、「きぼう」船内に持ち込んだあと、エアロックを介して船外に搬出し、ロボットアームにより位置決め、放出システムで放出する。

A.2 放出システムの動作原理

放出システムは、大別して衛星搭載ケース、分離機構、電気ボックスとで構成される。

衛星搭載ケースは、ケース構造、バネ機構、ロック機構、開口フタから成り、衛星はこのケースに収納される。衛星搭載ケースをロボットアームで把持されるアダプタに搭載し、分離機構とロック機構を接続した後に、開口フタを船内で取り外す。その後、衛星は、分離機構のカムにより閉拘束されたロック機構のドアにより、放出までケース内に保持される。船内からの信号により分離機構が動作し、ロック機構のドアの閉拘束が解除されると、衛星は、バネ機構のスプリング力により放出される。このとき、衛星側のレール部が搭載ケース内壁のガイドレール上をすべることにより、衛星の放出方向が制御される。

搭載衛星ケースは、最大２式搭載することができ、それぞれの分離機構は個別に駆動する。

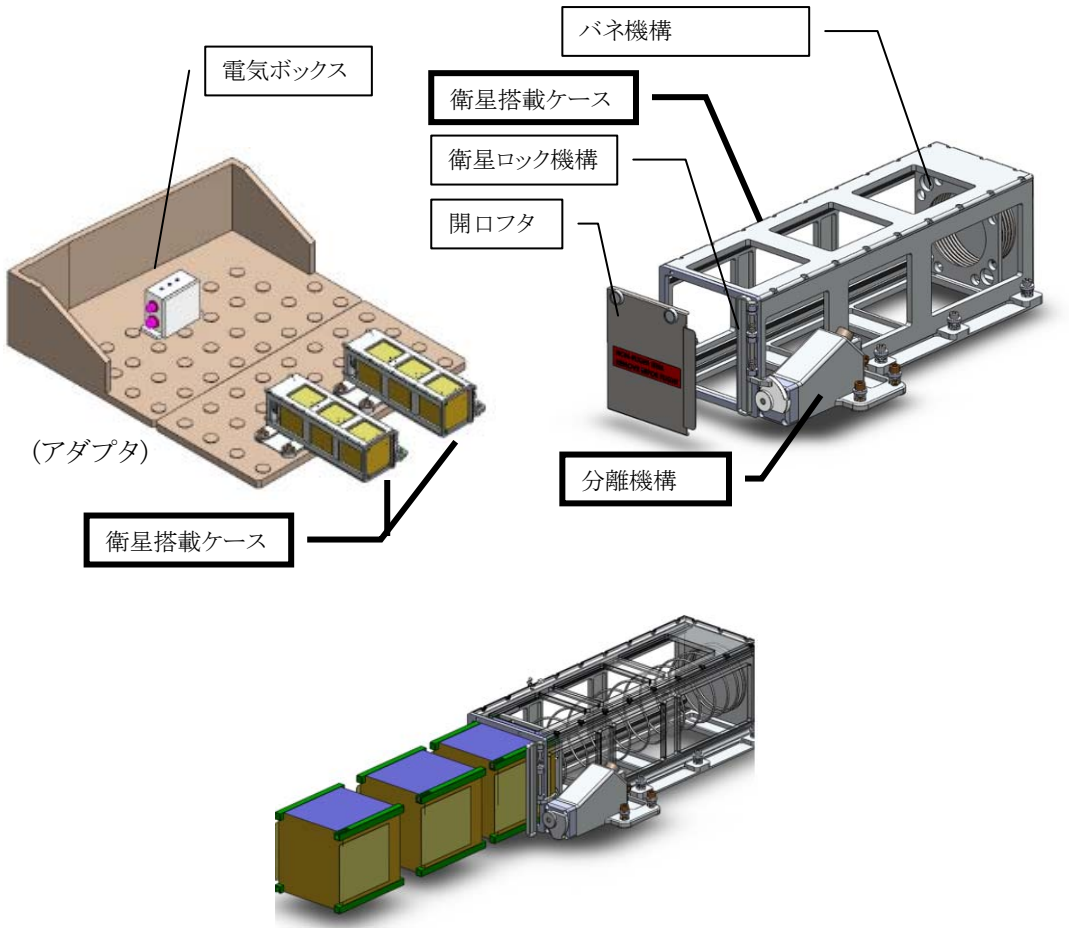


図 A.2-1 放出システム外観図

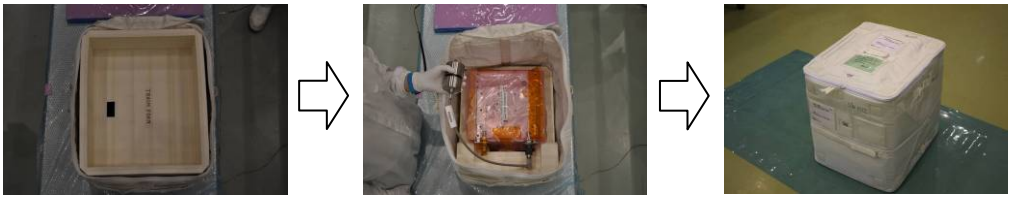
A.3 運用シナリオ

地上で衛星を受領した後の運用シナリオを以下に示す。

(1) 打上げ準備作業

(i) 衛星を「衛星搭載ケース」に収納後、ソフトバッグに梱包・収納する。

(ii) 補給機 (HTV等)のカーゴインテグレーション作業に引き渡す。



(2) 打上げ

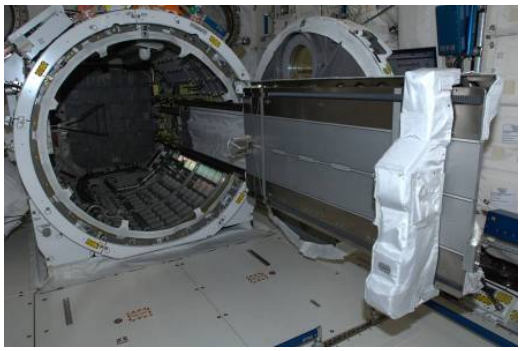
(i) 打ち上げ後、軌道上で「きぼう」船内に搬入される。

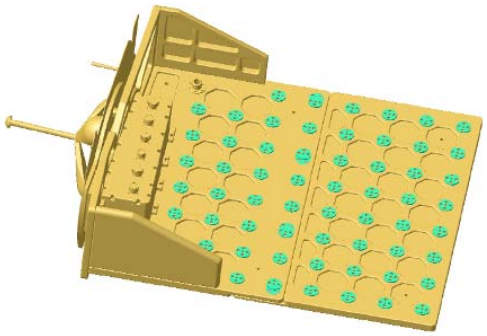
(3) 船内取付作業

(i) 衛星の入ったソフトバッグを開梱する。

(ii) エアロックの内側ハッチを開放し、エアロックスライドテーブルを船内側に伸展させる。

(iii) 放出システムの構成品(分離機構、衛星搭載ケース、電気ボックス)をエアロックテーブル上のアダプタ(下右図)へ取り付け、アダプタとの信号ライン及び電力ラインを接続する。





(4) 放出システムチェックアウト

(i) チェックアウトケーブルをアダプタに結合する。

(ii) 軌道上もしくは地上からのコマンドで、分離機構とロック機構の動作確認を行う。

(iii) クルー操作によりロック機構と分離機構を初期状態にもどすとともに、チェックアウトケーブルを取り外す。

(iv) 衛星搭載ケースから開口フタを取り外す。

(v) スライドテーブルをエアロック内に収納し、内側ハッチを閉じる。

(5) 衛星放出

(i) エアロック内を減圧する。

(ii) エアロックの外側ハッチを開け、スライドテーブルを船外側へ伸展させる。

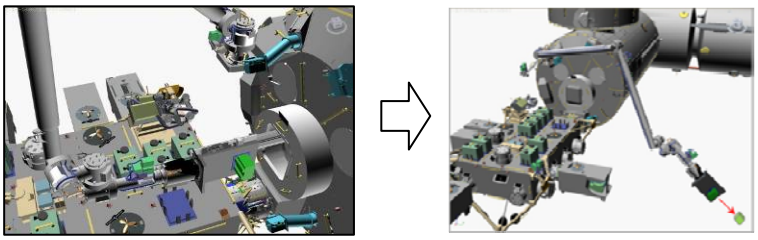
(iii) ロボットアームでアダプタを把持する。

(iv) ロボットアームから放出システムへのヒータ電源供給を開始する。

(v) ロボットアームで放出位置へ移動し、位置決めする。

(vi) 軌道上もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(一つ目)から衛星を放出する。

(vii) 軌道上もしくは地上からのコマンドにより、放出機構(二つ目)から衛星を放出する。



(6) 放出後の機材収納

(i) 放出後、ロボットアームを用いて、アダプタをエアロックスライドテーブルに再取り付けする。

(ii) スライドテーブルをエアロック内に収納、外側ハッチを閉め、エアロック内を再加圧する。

A.4 小型衛星放出条件

小型衛星の放出条件を表 A3-1 に示す。

表 A4-1 小型衛星放出条件

	項目	条件
(1)	放出軌道条件	ISS の軌道条件による (通常、高度 350～400km、軌道傾斜角:51.6°)
(2)	放出速度	5cm/sec 以上(衛星質量による)
(3)	放出方向	ISS 後方下 45°以下(ノミナル)(図 A4-1 参照) 尚、放出方向は、参照座標系に対して ISS の姿勢変動の影響を受ける。
(4)	放出誤差	ノミナル放出方向に対して、±1° の半頂角の円錐内(目標値)

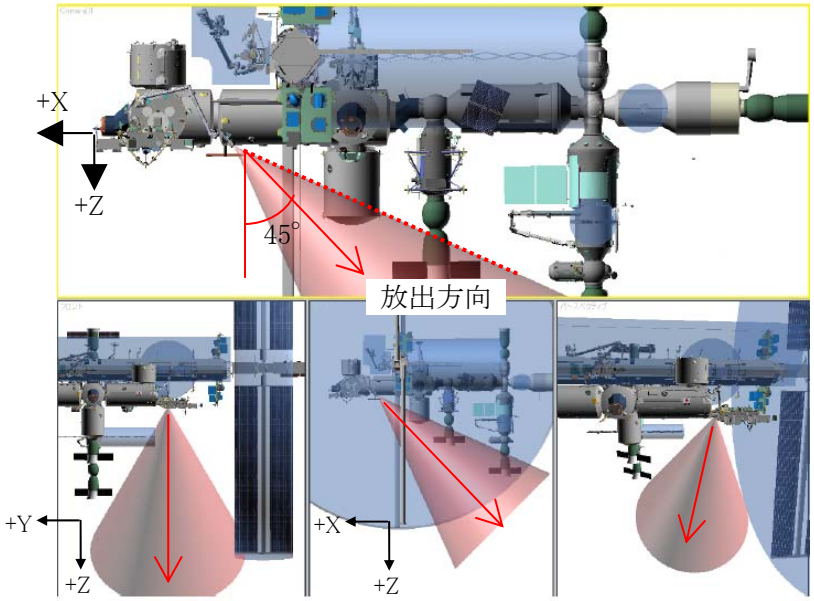


図 A4-1 放出方向説明図:

ISS の機体座標系は固定直交座標系(右手直交座標系)にて定義されており、以下のように方向が定められている。

＋X 方向:SM と Lab を結ぶ縦軸と並行で SM からみた Lab 方向

＋Y 方向:P6 と S6 を結ぶトラス軸と並行の右舷方向

＋Z 方向:右手座標系で確定

なお、座標系の原点は ISS の重心原点

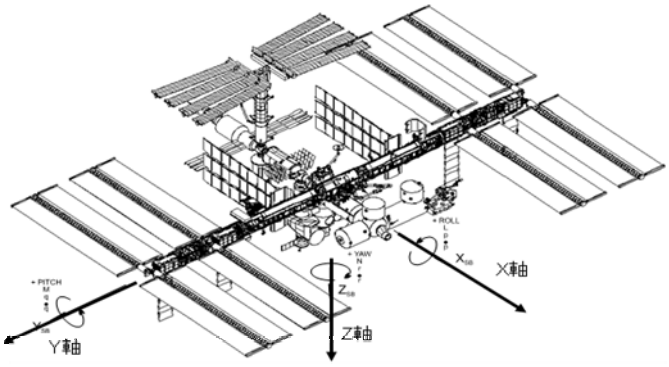


図 A4-2 ISS 機体座標系(Space Station Body Coordinate System)(参考)

添付B: CubeSat Design Specification, Rev.12 との対応表

本放出システムは、2.1 項機械インタフェース及び 2.2 項電気インタフェース要求の範囲で、CubeSat 規格（CubeSat Design Specification（カリフォルニア州立工科大学文書））に準拠している。表 B-1 に CubeSat 規格対比を示す。“A（Applicable)”は、CubeSat 規格をそのまま適用するもの、A/M（Applicable with modification）は、CubeSat 規格を本システム用に一部修正して規定するもの、E(Equivalent)は、CubeSat 規格で要求する項目について、ISS/JEM 固有の規定を適用するもの、及び NA は本放出システムでは非適用の要求を示す。本文書に規定する要求の対応項番を合わせて示している。

表 B-1　CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否（1/4）

No.	Requirement Description	摘要	備考（本文書での適用項番等）
1.	Introduction	-	タイトル行
1.1	Overview	NA	P-POD の説明
1.2	Purpose	NA	
1.3	Waiver Process	E	3.1 項(4) JMR-006 による
1.4	Interface	NA	P-POD の説明
2.	CubeSat Specification	-	タイトル行
2.1	General Requirements	-	タイトル行
2.1.1	CubeSats which incorporate any deviation from the CDS shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	E	3.1 項(4) JMR-006 による
2.1.2	All parts shall remain attached to the CubeSats during launch, ejection and operation. No additional space debris shall be created.	A	2.3 項(7)
2.1.3	Pyrotechnics shall not be permitted.	A	3.2.2 項(6)
2.1.4	No pressure vessels over 1.2 standard atmosphere shall be permitted.	E	3.2.2 項(7)
2.1.4.1	Pressure vessels shall have a factor of safety no less than 4.	NA	
2.1.5	Total stored chemical energy shall not exceed 100 Watt-Hours.	E	3.2.2 項(3): バッテリ
2.1.6	No hazardous materials shall be used on a CubeSat. Please contact us if you are unsure if a material is considered hazardous.	A/M	3.2.1 項(3)～(5)
2.1.7	CubeSat materials shall satisfy the following low out-gassing criterion to prevent contamination of other spacecraft during integration, testing and launch.	A	2.5 項
2.1.7.1	Total Mass Loss (TML) shall be less than or equal 1.0%.		
2.1.7.2	Collected Volatile Condensable Material (CVCM) shall be less than or equal 0.1%.		
2.1.7.3	Note: A list of NASA approved low out-gassing materials can be found at: http://outgassing.nasa.gov.	NA	情報のみ
2.1.8	The latest revision of the CubeSat Design Specification shall be the official version (http://cubesat.calpoly.edu/pages/documents/developers.php), which all CubeSat developers shall adhere to.	NA	情報のみ
2.1.8.1	Cal Poly shall send updates to the CubeSat mailing list upon any changes to the specification. You can sign-up for the CubeSat mailing list here: http://ati.calpoly.edu/mailman/listinfo/cubesat	NA	情報のみ
2.2	CubeSat Mechanical Requirements	-	タイトル行

表 B-1　CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (2/4)

No.	Requirement Description	摘要	備考(本文書での適用項番等)
2.2.1	Exterior Dimensions	-	タイトル行
2.2.2	The CubeSat shall use the coordinate system as defined in Figure 5. The –Z face of the CubeSat will be inserted first into the P-POD.	A	2.1.1 項
2.2.3	The CubeSat configuration and physical dimensions shall be per Figure 5.	A	2.1.2 項(1)
2.2.4	The CubeSat shall be 100.0+/-0.1mm wide (X and Y dimensions per Figure 5)	A	2.1.2 項(2)
2.2.5	A single CubeSat shall be 113.5+/-0.1mm tall (Z dimension per Figure 5)	A	2.1.2 項(3)
2.2.5.1	A Triple CubeSat shall be 340.5+/-0.3mm tall (Z dimension per Figure 5)	A	2.1.2 項(3)
2.2.6	All components shall not exceed 6.5 mm normal to the surface of the 100.0 mm cube (the green and yellow shaded sides in Figure 5)	A	2.1.4 項(1)
2.2.7	Exterior CubeSat components shall not contact the interior surface of the P-POD other than the designated CubeSat rails.	A	2.1.4 項(5)
2.2.8	Deployables shall be constrained by the CubeSat. The P-POD rails and walls shall not to be used constrain CubeSat rails.	A	2.1.4 項(6)
2.2.9	Rails shall have a minimum width of 8.5 mm.	A	2.1.3 項(3)
2.2.10	The rails shall not have a surface roughness greater than 1.6 micro-m.	A	2.1.3 項(4)
2.2.11	The edges of the rails shall be rounded to a radius of at least 1mm.	A	2.1.3 項(5)
2.2.12	The ends of the rails on the +Z face shall have a minimum surface area of 6.5 mm x 6.5 mm contact area for neighboring CubeSat rails. (as per Figure 5)	A	2.1.3 項(6)
2.2.13	At least 75% of the rails shall be in contact with the P-POD rails. 25% of the rails may be recessed and no part of the rails shall exceed the specification.	A	2.1.3 項(7)
2.2.13.1	For single CubeSats this means at least 85.1 mm of rail contact.		
2.2.13.2	For triple CubeSats this means at least 255.4 mm of rail contact.		
2.2.14	Mass	-	タイトル行
2.2.15	Each single CubeSat shall not exceed 1.33 kg mass.	A	2.1.5 項(1)
2.2.16	Each triple CubeSat shall not exceed 4.0kg mass.		
2.2.17	The CubeSat center of gravity shall be located within a sphere of 2 cm from its geometric center.	A	2.1.5 項(3)
2.2.18	Material	-	タイトル行
2.2.19	Aluminum 7075 and 6061 shall be used for both the main Cube Sat structure and the rails.	A	2.1.6 項(1)
2.2.19	If other materials are used the developer shall submit a DAR and adhere to the waiver process.	E	3.2.1 項(3)～(5)項、MILU/MUA/VUA

表 B-1　CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (3/4)

No.	Requirement Description	摘要	備考(本文書での適用項番等)
2.2.20	The CubeSat rails and standoff, which contact the P-POD rails and adjacent CubeSat standoffs, shall to hard anodized aluminum to prevent any cold welding within the P-POD.	A	2.1.6 項(2)
2.2.21	The CubeSat shall use separation spring (Figure 4) with characteristics defined in Table 1 on the designated rail standoff. Separation springs with characteristics can be found using McMaster Carr P/N 84985A76. The separation springs provide relative separation between CubeSats after deployment from the P-POD.	A	2.1.7 項(1)
2.2.21.1	The compressed separation springs shall be at or below the level of the standoff.	A	2.1.7 項(2)
2.2.21.2	The throw of the separation spring shall be a minimum of 0.05 inches above the standoff surface.	A	2.1.7 項(3)
2.2.21.3	Separation springs are not required for 3U CubeSats.	A	2.1.7 項(4)
2.3	Electrical Requirements	-	タイトル行
2.3.1	No electronics shall be active during launch to prevent any electrical or RF interference with the launch vehicle and primary payloads. CubeSats with batteries shall be fully deactivated during launch or launch with discharged batteries.	A/M	2.3 項(2)(3) 船内で起動、保全等は原則実施しない。
2.3.2	The CubeSat shall include at least one deployment switch on the designated rail standoff (shown in Figure 5) to completely turn off satellite power once actuated. In the actuated state, the deployment switch shall be centered at or below the level of the standoff.	A/M	2.1.8 項(2), 2.2.1 項(1)(2) ディプロイメントスイッチを 2 個設置すること
2.3.2.1	All systems shall be turned off, including real time clocks.	A	2.3 項(3)
2.3.3	To allow for CubeSat diagnostics and battery charging after the CubeSats have been integrated into the P-POD all CubeSat umbilical connectors shall be within the designated Access Port locations, green shaded areas shown in Figure5.	A/M	2.2.1 項(3)、2.3 項(2) 船内で起動、保全等は原則実施しない。
2.3.3.1	Triple CubeSats shall use the designated Access Port locations (green shaded areas) show in Appendix C.	A	2.1.8 項
2.3.3.2	Note: CubeSat deployment switch shall be depressed while inside the P-POD. All diagnostics and battery charging shall be done while the deployment switch is depressed.	A/M	2.2.1 項(1)(3)、2.3 項(2)
2.3.4	The CubeSat shall include a Remove Before Flight (RBF) pin or launch with batteries fully discharged. The RBF pin shall be removed from the CubeSat after integration into the P-POD.	A/M	2.2.2 項(1)
2.3.4.1	The RBF pin shall be accessible from the Access Port location, green shaded area in Figure 5.	A	2.2.2 項(1)
2.3.4.1.1	Triple CubeSats shall located their RBF pin in one of the 3 designated Access Port locations (green shaded areas) show in Appendix C.	A	2.1.8 項

表 B-1　CubeSat Design Specification, Rev.12 の適用要否 (4/4)

No.	Requirement Description	摘要	備考(本文書での適用項番等)
2.3.4.2	The RBF pin shall cut all power to the satellite once it is inserted into the satellite.	A	2.2.2 項(2)
2.3.4.3	The RBF in shall not protrude more than 6.5 mm from the rails when it is fully inserted in the satellite.	A	2.2.2 項(3)
2.4	Operational Requirements	-	タイトル行
2.4.1	CubeSats with batteries shall have the capability to receive a transmitter shutdown command, as per Federal Communications Commission (FCC) regulation.	NA	米国通信規制に基づく要求のため
2.4.2	All deployables such as booms, antennas and solar panels shall wait to deploy a minimum of 30 minutes after the CubeSat's deployment switch(es) are activated from P-POD ejection.	A	2.3 項(4)
2.4.3	RF transmitters greater than 1mW shall wait to transmit a minimum of 30 minutes after the CubeSat's deployment switch(es) are activated from P-POD ejection.	A	2.3 項(5)
2.4.4	Operators shall obtain and provide documentations of proper licenses for use of frequencies.	A/M	2.3 項(6)、4.2 項(1)(2) ISS 及び日本国における周波数調整プロセスを適用
2.4.4.1	For amateur frequency use, this requires proof of frequency coordination by the International Amateur Radio Union (IARU). Applications can be found at www.iaru.org.	A	4.2 項(1)(2)
2.4.5	The orbital decay lifetime of the CubeSats shall be less than 25 years after end of mission life.	A	2.3 項(8)、3.3 項(7)
2.4.6	Cal Poly shall conduct a minimum of one fit check in which developer hardware shall be inspected and integrated into the P-POD. A final fit check shall be conducted prior to launch. The CubeSat Acceptance Checklist (CAC) shall be used to verify compliance of the specification (Appendix B for single CubeSats and Appendix D for triple CubeSats.)	E	添付 C
3	Testing Requirements	E	添付 C
3.1	Random Vibration	E	添付 C
3.2	Thermal Vacuum Bake out	E	添付 C
3.3	Visual Inspection	E	添付 C
3.4	Qualification	E	添付 C
3.5	Protoflight	E	添付 C
3.6	Acceptance	E	添付 C

注) 本表の P-POD は J-SSOD に、Cal Poly は JAXA に読み替える。

添付C: 適合性評価マトリクス

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(1/2)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	類似	検査	試験	解析	類似	検査	試験	
2	衛星に対するインタフェース設計要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
2.1	機械的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
2.1.1	座標定義	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	定義
2.1.2	寸法要求	―	―	―	○	―	―	○	―	試験:フィットチェックの実施
2.1.3	レールに関する要求	―	―	―	○	―	―	○	―	試験:フィットチェックの実施
2.1.4	エンベロープに関する要求	―	―	―	○	―	―	○	―	試験:フィットチェックの実施
2.1.5	質量特性に関する要求	―	―	―	―	○	―	―	○	
2.1.6	構造材料	―	―	―	―	―	―	○	―	
2.1.7	セパレーションスプリング	―	―	―	―	―	―	○	○	
2.1.8	アクセス窓	―	―	―	○	―	―	○	―	試験:フィットチェックの実施
2.1.9	強度要求	―	―	―	○	○	―	―	○	試験:振動試験の実施
2.1.10	剛性要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	要求が NA のため
2.2	電気的インタフェース要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
2.2.1	ディプロイメントスイッチ	―	―	―	―	―	―	○	○	
2.2.2	RBF ピン	―	―	―	―	―	―	○	○	
2.2.3	ボンディング	―	―	―	―	―	―	○	―	
2.3	運用上の要求事項	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
(1)	放出までの保管期間制約	―	―	―	―	○	―	―	―	衛星ライフサイクルの考慮事項
(2)	軌道上での軌道・保全に関する制約	―	―	―	―	○	―	―	―	起動等を行う場合、検証項目は別途調整
(3)	コールドロンチに関する要求	―	―	―	―	○	―	―	―	
(4)	展開物の動作タイミングに関する要求	―	―	―	―	○	―	―	○	
(5)	RF 放射タイミングに関する要求	―	―	―	―	○	―	―	○	

表 C-1: 技術要求事項、安全・開発要求事項に対する適合性評価マトリクス(2/2)

章	検証項目	JAXA				衛星側				注記
		解析	類似	検査	試験	解析	類似	検査	試験	
(6)	RF 周波数使用認定	―	―	―	―	―	―	○	―	認定が完了していることの検査
(7)	衛星構成部品等の分離に関する制約	―	―	―	―	―	―	○	○	
(8)	軌道周回寿命に関する要求	―	―	―	―	○	―	―	―	
2.4	環境条件	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
2.4.1	振動、加速度環境	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
(1)	打上げ時	―	―	―	○	○	―	―	○	試験:ランダム振動試験
(2)	軌道上	―	―	―	―	○	―	―	―	
2.4.2	圧力環境	―	―	―	―	○	―	―	―	
2.4.3	熱環境	―	―	―	―	―	―	―	○	
2.4.4	湿度環境	―	―	―	―	○	―	―	―	
2.5	外部汚染	―	―	―	―	○	―	―	(○)	
3	安全・開発保証要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
3.1	安全・開発保証の共通要求	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	方針、手続きに関する規定
3.2	安全評価解析の実施等	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	タイトル行
3.2.1	安全評価解析の実施	―	―	―	○	○	(○)	(○)	(○)	JAXA 側試験:可燃性、オフガス評価
3.2.2	安全設計のガイドライン	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	ガイドライン(評価は 3.2.1 項で実施)
3.3	ISS Jettison Policy 等への適合性	○	―	―	―	―	―	―	―	

添付D: 安全審査プロセス

安全審査は、射場作業から打ち上げ、軌道上運用に亘る各フェーズを対象に実施する。技術要求文書は搭載する打上げ機により異なるが、基本的に提出すべき文書に示す内容は同じである。

本文書の 3 項に示したとおり、打ち上げ機確定までは、HTV 搭載を前提として文書作成・審査を行い、打ち上げ機確定後、追加評価が必要な場合には、適宜改訂して対応することとする。

下表に打ち上げ機毎に適用される安全審査プロセス及び安全技術要求を参考に示す。

(1) 射場作業安全

シャトル/COTS、HTV

射場作業にかかる安全審査は搭載する打上げ機により、適用安全要求が異なるが、基本的に JSX-2008041A の Attachment 相当のチェックリストを JAXA に提出する。各ハザードについて詳細な説明が必要な場合については、JAXA の要求に基づき追加資料を提出する。

ATV

ソフトバッグ搭載で、かつ射場にて開梱要求がない場合、NA

(2) 輸送機安全

シャトル/COTS、HTV、ATV

射場作業にかかる安全審査は搭載する打上げ機により、適用安全要求が異なるが、基本的に JSX-2008041 の Attachment 相当のチェックリストを JAXA に提出する。各ハザードについて詳細な説明が必要な場合については、JAXA の要求に基づき追加資料を提出する。

(3) 軌道上運用安全

軌道上運用安全については、輸送機に関わらず JSX-2009032 に基づく SAR の提示、JAXA 有人安全による審査・承認を経て各 IP へ SAR を提示する。

表D-1 安全審査要求プロセスの分類

補給機 / フェーズ	シャトル/COTS(*)	HTV	ATV
射場作業安全	カーゴユーザ ↓ JAXA 有人安全[A] ↓ NASA/GSRP[A]	カーゴユーザ ↓ JAXA HTV プロ (カーゴインテ) ↓ JAXA 安信部	ソフトバッグの場合、NA
	KHB-1700.7B NSTS-13830C	JMR-002 JERG-1-007	
	Check List の提示	JSX-2008041 に基づく Check List (Form476)の提示	
輸送機安全	カーゴユーザ ↓ JAXA 有人安全[A] ↓ NASA/PSRP[C]	同上	カーゴユーザ ↓ JAXA 有人安全[A] ↓ NASA/PSRP[C] ESA/PSRP[C]
	SSP-51700 NSTS-13830C	JSX-2008041 に基づく Check List の提示	ESA-ATV-PR-13830 ESA-ATV-1700.7B
	Check List の提示	JSX-2008041 に基づく Check List の提示	JSX-2009032 に基づく SAR の提示
軌道上運用安全	同上	カーゴユーザ ↓ JAXA 有人安全[A] ↓ NASA/PSRP[C]	同上
	JSX-2003510 SSP-51700 NSTS-13830C	JSX-2003510 SSP-51700 NSTS-13830C	JSX-2003510 SSP-51700 NSTS-13830C
	JSX-2009032 に基づく SAR の提示	JSX-2009032 に基づく SAR の提示	JSX-2009032 に基づく SAR の提示

上段:SAR の評価フロー、中段:安全技術要求、プロセス要求、下段:提出書類
[A] Approval, [C]: Confirmation
(*) COTS についてはプロセスについて調整中

添付E: 略語集

ATV: Automated Transfer Vehicle
CIL: Critical Item List
C/O: Check-Out
COTS: Commercial Orbital Transportation Services
CTB: Common Transfer Bag(打上げ用ソフトバッグ)
EMC: Electromagnetic Compatibility (電磁適合性)
EMGF: Electrical and Mechanical Grapple Fixture(電気コネクタ付き JEMRMS 把持部)
FMEA: Failure Mode Effect Analysis (故障モード及び影響解析)
FT: Fault Tolerant (故障耐性)
HTV: H-II B Transfer Vehicle
ICS: Inter-Communication Syste (衛星間通信システム)
IP: International Partner
ISS: Internatioanl Space Station
IVA: Intra-Vehicular Activity(船内活動)
JEM: Japanese Experiment Module
JEMRMS: JEM Remote Manipulator System
MAPTIS: Materials And Processes Technical Information System
MS: Margin of Safety(安全余裕)
MSDS: Material Safety Data Sheet (化学物質安全性データシート)
RBF: Remove Before Flight
RF: Radio Frequency (電波)
SAR: Safety Analysis Report
SSN: Space Surveillance Network
TBD: To Be Determined (未定事項)
TML: Total Mass Loss
VCM: Volatile Condensable Material
VV: Velocity Vector